

FASSE PATENT ATTORNEYS, P.A.

60-G MAIN ROAD NORTH, P.O. BOX 726
HAMPDEN, MAINE 04444-0726 U.S.A.

TELEPHONE: 207-862-4671
TELEFAX: 207-862-4681

WALTER F. FASSE

WOLFGANG G. FASSE
Of Counsel

June 23, 2004

DOCKET NO.: 4654

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

IN THE MATTER OF THE APPLICATION FOR PATENT

OF: Juergen KELNHOFER et al.

|ART UNIT: 3644

SERIAL NO.: 10/812,505

|CONF. NO.: 3232

FILED: March 29, 2004

FOR: Air Discharge Valve For An Aircraft

MS MISSING PARTS
COMMISSIONER FOR PATENTS
P.O. BOX 1450
ALEXANDRIA, VA 22313-1450

June 23, 2004

PRIORITY DOCUMENT TRANSMITTAL

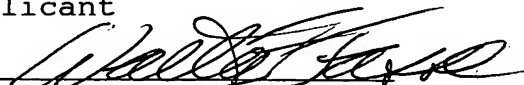
Dear Sir:

Applicants are enclosing Priority Document No. 103 13 729.7 filed in the Federal Republic of Germany on March 27, 2003. The priority of the German filing date is being claimed for the present application. Acknowledgment of the receipt of the Priority Document is respectfully requested.

Respectfully submitted,

Juergen KELNHOFER et al.
Applicant

WFF:ar/4654
Encls.: postcard,
1 Priority Document
as listed above

By 
Walter F. Fasse
Patent Attorney
Reg. No.: 36132

CERTIFICATE OF MAILING:

I hereby certify that this correspondence with all indicated enclosures is being deposited with the U. S. Postal Service with sufficient postage as first-class mail, in an envelope addressed to: COMMISSIONER FOR PATENTS, P.O. BOX 1450, ALEXANDRIA, VA 22313-1450 on the date indicated below.

Anita Morse - June 23, 2004
Name: Anita Morse Date: June 23, 2004

BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND



Prioritätsbescheinigung über die Einreichung einer Patentanmeldung

Aktenzeichen: 103 13 729.7

Anmeldetag: 27. März 2003

Anmelder/Inhaber: Airbus Deutschland GmbH, 21129 Hamburg/DE

Bezeichnung: Luftauslassventil für ein Fahrzeug

IPC: B 64 D 13/00

Die angehefteten Stücke sind eine richtige und genaue Wiedergabe der ursprünglichen Unterlagen dieser Patentanmeldung.

München, den 16. März 2004
Deutsches Patent- und Markenamt
Der Präsident
Im Auftrag

A handwritten signature in black ink, likely belonging to the President of the German Patent and Trademark Office.

Luftauslassventil für ein Flugzeug

Die Erfindung bezieht sich auf ein Luftauslassventil für ein Flugzeug gemäß dem Oberbegriff des Anspruchs 1. Mit ihr wird ein Luftauslassventil vorgestellt, das im Bereich eines Luftauslasses in der Außenhaut eines Flugzeuges positioniert ist, mit welchem ein optimiertes Ausströmen der Rumpfluft aus dem Rumpfinnenen des Flugzeuges hinsichtlich dem Erreichen eines verbesserten Schubrückgewinns umgesetzt wird. Dabei wird eine Maximierung der Luftgeschwindigkeit der ventilaustretenden Luftströmung angestrebt, die gleichermaßen eine Reduzierung der Strömungsgeräusche dieser Luftströmung umfasst.

In modernen Flugzeugen werden die Luftauslässe in der Regel mit in der Flugzeug-Außenhaut eingebauten Auslassventilen ausgestattet, die über eine oder mehrere Klappen die Rumpfluft aus dem Flugzeuginneren ausströmen lassen, sofern ein positiver Differenzluftdruck zwischen einem Innenluftdruck der Rumpfluft, mit dem der Innenbereich eines Flugzeugrumpfes beaufschlagt wird, und einem atmosphärischen Außenluftdruck, der auf dem klappenbegrenzten Öffnungsbereich des Luftauslasses lastet, wirkt. Es wird (der Vollständigkeit halber) mit erwähnt, dass in Abhängigkeit der Stellung der Klappen anderenfalls auch der Innenluftdruck der Rumpfluft im Flugzeuginneren eingestellt wird, sofern ein negativer Differenzluftdruck wirkt. Diese Luftauslassventile sind in der Regel mit Klappen ausgerüstet, die eine ebenflächige (gerade) oder eine an die Flugzeugaußenhaut angepasste Kontur aufweisen, welche im Reiseflug einen Spalt bilden, durch den die Rumpfluft aus dem Flugzeuginneren nach außerhalb des Flugzeuges strömt. Aufgrund der Tatsache, dass die ausströmende Rumpfluft das betrachtete Ventil entgegen der Flugrichtung des Flugzeuges verlassen wird und mit einer hohen Geschwindigkeit am Ventilausgang ausströmen wird, wird ein gewisser Schubrückgewinn umgesetzt. Ventile der vorgestellten Bauart haben den Nachteil erheblicher Geräuschemission im unterkritischen Druckbereich und eines nur geringen Schubrückgewinns im überkritischen Druckverhältnis, da im Spalt zwischen den geöffneten Klappen die meiste Energie in Form von auftretenden Verdichtungsstößen und Luftturbulenzen verloren gehen wird. Der Fachwelt sind derartige Auslassventile (Druckregelventile), die beispielsweise in den beigegebenen Figuren 1 bis 3 mit einer voneinander abweichenden Klappenkonstruktion dargestellt werden, bekannt. Danach wird der Fachmann in der Fig. 1 ein Druckregelventil erblicken, das dem Flugzeugtyp: „A320/A340“ installiert ist, wogegen er in der Fig. 2 ein Druckregelventil, das dem Flugzeugtyp: „Boeing 777“ und in der Fig. 3 ein Druckregelventil, das dem Flugzeugtyp: „Boeing 737“ erkennen wird, wobei diesen bekannten Ventilen gleichermaßen die angegebenen Nachteile anhaften.

Dementsprechend liegt der Erfindung die Aufgabe zugrunde, eine Lösung für ein Luftauslassventil eines Flugzeuges bereitzustellen, mit dem bei einem positiv wirkenden Differenzluftdruck zwischen einem druckbelüfteten Innenbereich und der Außenumgebung eines Flugzeuges eine strömungsoptimierte Luftströmung der ventilaustretenden Rumpfluft zugunsten einer Steigerung der Schubwirkung durch diese Luftströmung und der Minderung von deren Strömungsgeräusche umgesetzt wird.

5

Diese Aufgabe wird durch die im Anspruch 1 angegebenen Maßnahmen gelöst. In den weiteren Ansprüchen werden zweckmäßige Weiterbildungen und Ausgestaltungen dieser Maßnahmen angegeben.

10

Die beigefügten Zeichnungen 1 bis 3 vermitteln einen Eindruck über bekannte Lösungen, bei denen es sich nicht um ein Ausführungsbeispiel der Erfindung handelt, sondern um den einleitend angegebenen Stand der Technik, die das Verständnis der Erfindung erleichtern. Dazu zeigen

- 5 Fig. 1 ein Druckregelventil, das dem Luftauslaß eines Flugzeuges vom Typ:
„Airbus A320/A340“ installiert ist;
Fig. 2 ein Druckregelventil, das dem Luftauslaß eines Flugzeuges vom Typ:
„Boeing 777“ installiert ist;
Fig. 3 ein Druckregelventil, das dem Luftauslaß eines Flugzeuges vom Typ:
10 „Boeing 737“ installiert ist.

Die Erfindung ist in einem Ausführungsbeispiel anhand der beigefügten Zeichnung 4 näher erläutert. Hierzu zeigt

- Fig. 4 ein Luftauslassventil, dessen Klappenanordnung und -stellung einen schuboptimierten, regelbaren Luftauslaß realisiert.

Aus der Darstellung der Fig. 4 wird man ein Luftauslassventil für ein Flugzeug entnehmen, das im Bereich eines Luftauslasses installiert ist. Der Aufbau des Luftauslassventiles basiert in der Hauptsache auf zwei Klappen 1, 3, die ein unterschiedliches Aussehen besitzen. Danach besitzt eine erste Klappe 1 eine untere Strömungskante 11 und eine obere Strömungskante 10, die (ausgenommen dem Klappenbereich ihrer schwenkbaren Befestigung) weitestgehend einen trapezförmigen Klappenquerschnitt einschließen. Dieser Klappenquerschnitt ist über die Länge der ersten Klappe 1 mit einem prismenartigen Klappenkörper(bereich) fortgesetzt, an dessen Klappenquerschnitt (im Grundflächenbereich des Prismenkörpers) eine Klappennase 9 angeformt ist. Letztere verfügt über eine sogenannte Strömungsrundkante 8, deren Rundkantenenden den Kantenenden der unteren und oberen Strömungskante 10, 11 des Prismenkörpers verbunden ist. Dem Deckflächenbereich des Prismenkörpers folgt ein Befestigungsbereich dieser Klappe 1, der ausgangs mit einem abgerundeten Nasenkantenbereich abschließt. Der Klappenquerschnitt des bezeichneten Befestigungsbereiches ist in einem ersten Angelpunkt 2 (innerhalb und randseitlich dem Luftauslaß), der rumpffaußenseitig betrachtet stromabwärts gelegen ist, beweglich (drehbar oder beispielbezogen schwenkbar) gelagert. Die obere Strömungskante 10 der ersten Klappe 1 wendet sich dem Innenbereich des Flugzeugrumpfes zu und ist in der Bewegungsrichtung 21 schwenkbar gelagert.

35 Eine zweite Klappe 3 besitzt eine untere Strömungskante 16 und eine obere Strömungskante 15, die deren Kantenverlauf einen spitzen Winkel einschließt, die weitestgehend einen (figürlich dargestellten) Klappenquerschnitt von dreieckartiger Form begrenzen. Weitestgehend deshalb, weil die beiden dargestellten Enden der Strömungskanten 15, 16 (genau betrachtet) eigentlich den Enden einer stromabwärts befindlichen und abgeschrägten Gerade verbunden sind, wobei die Neigung der Geraden von der unteren Strömungskante 16 zur oberen Strömungskante 15 verläuft. Letztere Betrachtungen werden an dieser Stelle zunächst nicht weiter verfolgt.

Der Klappenquerschnitt der zweiten Klappe 3 ist (innerhalb und randseitlich dem Luftauslaß) in einem zweiten Angelpunkt 4, der gegenüberliegend dem ersten Angelpunkt 2 angeordnet ist und der rumpfaußenseitig betrachtet stromaufwärts gelegen ist, beweglich (drehbar oder beispielbezogen schwenkbar) gelagert.

5

Es wird erwähnt, dass die obere und untere Strömungskante 10, 11 der ersten Klappe 1 und die obere und untere Strömungskante 15, 16 der zweiten Klappe 1 gerade verlaufend ausgebildet sind, deshalb die entsprechenden Klappenoberflächen ebenflächig gestaltet sind, wobei die untere Strömungskante 11 der ersten Klappe 1 und die obere Strömungskante 15 der zweiten Klappe 3 durchaus auch gekrümmt (konkav gewölbt) verlaufend ausgebildet sein kann.

10

Zurückkommend auf das Luftauslassventil lässt sich vervollständigen (zusammenfassen), dass letzteres im Bereich eines Luftauslasses in der Außenhaut 14 des Flugzeuges positioniert ist. Es ist vorgesehen, dass die zwei (von flugzeugintern mit einer Kontrolleinheit) regelbaren Klappen 1, 3, die dem Luftauslassventil integriert sind, durch eine (in Bewegungsrichtung 21 – für die erste Klappe 1 und in Bewegungsrichtung 41 – für die zweite Klappe 3) gerichtete Klappenbewegung im geöffneten Zustand einen Öffnungsbereich [des Luftauslasses] einschließen. Sofern ein positiver Differenzluftdruck ΔP zwischen einem Innenluftdruck P_i , mit dem ein Innenbereich des Flugzeugrumpfes beaufschlagt wird, der mit einer (rumpfindernen) Rumpfluft gefüllt ist, und einem atmosphärischen Umgebungsluftdruck P_a , der auf dem Bereich des Luftauslasses lastet, welcher von einer das Flugzeug rumpfabwärts umströmenden Außenluft umgebenden ist, wird durch die erwähnte geregelte Klappenbewegung ein zwischen den beiden Klappen 1, 3 gelegener Öffnungsbereich ((wenigstens Spalt) freigegeben, durch den die unter einem Überdruck befindliche Rumpfluft nach außerhalb des Flugzeugrumpfes ausströmen wird.

20

25

Dem wird hinzugefügt, dass die untere Strömungskante 11 der ersten Klappe 1 und die oberer Strömungskante 15 der zweiten Klappe 3 einen Strömungsquerschnitt der ausströmenden Rumpfluft 5 (einen sogenannten Überlappungsquerschnitt) begrenzen, deren zugeordnete Klappenoberflächen, die sich einander zuwenden, den erwähnten Öffnungsbereich einschließen.

30

Die erste Klappe 1 ist an dem rumpfaußenseitig stromabwärts angeordneten ersten Angelpunkt 2 beweglich gelagert. Sie ist dem Innenbereich des Flugzeugrumpfes näher gelegen als die zweite Klappe 3. Die zweite Klappe 3 ist an einem rumpfaußenseitig stromaufwärts angeordneten zweiten Angelpunkt 4 beweglich gelagert. Sie ist dem Innenbereich des Flugzeugrumpfes entfernter gelegen als die erste Klappe 1. Der klappenbegrenzte Strömungsquerschnitt, durch den die ausströmende Rumpfluft 5 bei bestehendem positiven Differenzluftdruck ΔP ausströmen wird, besitzt eine Querschnittform, welche das Aussehen einer Lavaldüse ist.

35

40

Der durch Stellkommandos (von der flugzeugintern installierten Kontrolleinheit) geregelte lavaldüse-
nartige Strömungsquerschnitt bleibt auch bei einer angelpunktfixierten Klappenbewegung erhalten,
solange ein Druckverhältnis (P_a/P_i) des Umgebungsluftdruckes P_a zum Innenluftdruck P_i einem kriti-
schen Druckverhältnis $(P_a/P_i)_{krit}$ wesentlich unterschritten ist oder wenigstens die Bewegungspositio-
nen der beiden Klappen 1, 3 innerhalb eines für den Reiseflug des Flugzeuges üblichen Stellberei-
ches liegen.

Im weiteren wird erwähnt, dass der klappenbegrenzte Öffnungsbereich des geöffneten Luftauslass-
ventils einen Strömungsquerschnitt umfasst, der zwischen den sich zuwendenden Klappenoberflä-
chen, die nahezu ebenflächig ausgebildet sind, eingeschlossen ist. Bei dem Strömungsquerschnitt
handelt es sich im engeren Sinne um einen sogenannten Überlappungsquerschnitt 7 der aus mehre-
ren (in Strömungsrichtung 51 zuströmenden) Luftströmen (und danach) vereinten ausströmenden
Rumpfluft 5 von der Form der Lavaldüse, mit dem die nach flugzeugaußenseitig strömende Rumpf-
luft 5 durch den Drucküberschuss expandieren und auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigt und
die Luftbewegungsenergie erhöht wird. Dadurch wird mit der ausströmenden Rumpfluft 5 ausgangs
des erweiterten Strömungsquerschnittes der Lavaldüse, deren Ausströmgeschwindigkeit sehr hoch
ist, und entgegen der Flugrichtung des Flugzeuges ein Schubrückgewinn umgesetzt.

Die ausgangs des erweiterten Strömungsquerschnittes der Lavaldüse ausströmende Rumpfluft 5 ist
eine auf Schallgeschwindigkeit beschleunigte Luft, sofern das Druckverhältnis (P_a/P_i) zwischen dem
Umgebungsluftdruckes P_a und dem Innenluftdruck P_i kleiner oder gleich dem kritischen Druckverhält-
nis $(P_a/P_i)_{krit}$ ist. Dieses kritische Druckverhältnis $(P_a/P_i)_{krit}$ liegt ungefähr bei einem Druckverhältnis
 (P_a/P_i) von 0,527 vor. Mathematisch betrachtet wird demnach die Beziehung:

$(P_a/P_i) < (P_a/P_i)_{krit} \approx 0,527$ umgesetzt, wobei die ausströmende Rumpfluft 5 im engsten Bereich 6 (ein-
gangs des verminderten Strömungsquerschnittes) der Lavaldüse, der einen Spaltabstand s zwischen
den in einer geöffneten Position befindlichen Klappen 1, 3 besitzt, auf Schallgeschwindigkeit be-
schleunigt wird.

Die Kontur der sich zuwendenden Klappenoberflächen der beiden Klappen (1, 3) ist ebenflächig und /
oder an die Außenhaut 14 des Flugzeuges angepasst, wobei die untere Strömungskante 11 ein Be-
standteil der sich zuwendenden Klappenoberfläche der ersten Klappe 1 und die obere Strömungskan-
te 15 ein Bestandteil der sich zuwendenden Klappenoberfläche der zweiten Klappe 3 ist.

Es bleibt zu ergänzen, dass die Kontur einer sich dem Innenbereich des Flugzeugrumpfes abwen-
denden Klappenoberfläche der zweiten Klappe 3, deren untere Strömungskante 16 ein Bestandteil
dieser Klappenoberfläche ist, und die Klappenoberfläche mit der integrierten unteren Strömungskante
11 ausgestattete ersten Klappe (1) eine gerade oder eine an die Außenhaut (4 des Flugzeuges ange-
passte ist, so dass in geschlossener Stellung der beiden Klappen 1, 3 eine laminare Luftströmung der
nahe oder an der Außenhaut 14 vorbeiströmenden Außenluft umsetzbar ist.

Hervorgehoben wird, dass die erwähnte Strömungsrundkante 8 der Klappennase 9, die mit ein Bestandteil des Öffnungsquerschnittes ist und den Eintritt der ausströmenden Rumpfluft 5 in den engsten Bereich 6 maßgeblich beeinflusst, mit einer im Radius r gerundeten Wölbung versehen ist. Damit wird bezweckt, dass die ausströmende Rumpfluft 5 nicht von der Kontur der Wölbung ablösen wird und die Bildung eines Luftwirbels dieser Rumpfluft 5, der außerdem die Beschleunigung der Rumpfluft (5) auf Überschallgeschwindigkeit im Überlappungsquerschnitt 7 ungewollt stören würde und anderenfalls zu einer nicht beabsichtigten Geräuschbildung durch die ausströmende Rumpfluft (5) führen würde, verursachen wird.

Zusammenfassend wird nochmals hervorgehoben, dass die vorgestellte Lösung sich auf ein Luftauslaßventil für ein Flugzeug bezieht, das eine optimierte Luftströmung hinsichtlich Schubrückgewinn umsetzt, also eine Maximierung der Geschwindigkeit der durch den klappeneingeschlossenen Öffnungsbereich ausströmenden Rumpfluft 5 bei vorhandenem positiven Differenzluftdruck ΔP und eine Minimierung der Strömungsgeräusche.

Dieses Luftauslassventil soll dermaßen ausgeführt sein, wonach

a) die in Flugrichtung gesehene zweiten (vordere Regel-) Klappe 3, die im folgenden „FWD Gate“ genannt wird, welche um einen Angelpunkt 4 dreh- oder schwenkbar gelagert ist, dermaßen angeordnet ist, dass sich mit der ersten (hinteren Regel-) Klappe 1, die im folgenden „AFT Gate“ genannt wird, welche um einen ersten Angelpunkt 2 dreh- oder schwenkbar gelagert ist, ein Öffnungsbereich (ein sogenannter Überlappungsbereich 7) bildet;

b) beim Öffnen des Luftauslaßventils, bei dem das FWD Gate nach flugzeugseitig außen und das AFT Gate nach flugzeugseitig innen (beispielsweise) verschwenkt wird, sich im Überlappungsbereich 7 ein Strömungsquerschnitt von der Form einer „Laval-Düse“ bildet;

c) eine Differenz zwischen dem Luftdruck auf der flugzeugseitig innen gelegenen Seite des Luftauslaßventils, im folgenden Innendruck P_i genannt, und dem auf der flugzeugseitig außen gelegenen Seite des Luftauslassventils, im folgenden Außenluftdruck P_a genannt, besteht, derartig, dass der Luftdruck innen größer ist als der Luftdruck außen ($P_i > P_a$), wobei die Luft zwischen den Regelklappen des Luftauslassventils von flugzeuginnenseitig nach flugzeugaußenseitig strömen wird, soweit diese sich in einer geöffneten Position zueinander befinden;

d) die austretende Rumpfluft 5 im engsten Bereich 6 (zwischen FWD- und AFT-Gate) auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigt wird, falls das Druckverhältnis (P_a / P_i) zwischen dem Außendruck P_a und dem Innendruck P_i kleiner oder gleich dem kritischen Druckverhältnis $(P_a / P_i)_{krit}$ ist;

e) die nach flugzeugaußenseitig strömende Rumpfluft 5 durch den Drucküberschuss expandieren und auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigt und so ihre Energie erhöhen wird, da der Überlappungsbereich 7 zwischen den beiden (Regel-) Klappen 1, 3 eine Lavaldüse bildet;

f) die Konturen der ersten Klappe 1 (AFT-Gate) und der zweiten Klappe 3 (FWD-Gate), die Anordnung der beiden Klappen 1, 3 zueinander oder der Bewegungsablauf der beiden Klappen 1, 3 dermaßen gestaltet sein müssen, dass die Laval-Form des Überlappungsquerschnittes 7 (auch) bei einer Bewegung der beiden Klappen 1, 3 zueinander bestehen bleibt, solange das Druckverhältnis (P_a / P_i) kleiner als das kritische Druckverhältnis $(P_a / P_i)_{krit}$ ist oder zumindest die Regelpositionen der beiden klappen 1, 3 innerhalb eines für den Reiseflug üblichen Bereiches liegen.

Dabei sollen die Bewegungen der beiden Klappen 1, 3 durch eine flugzeugintern installierte Kontrolleinheit die Lval-Form des Überlappungsbereiches 7 und somit die Überschallbeschleunigung des austretenden Luftstromes der Rumpfluft 5 über einen gewissen Bereich nicht beeinflussen, sondern lediglich den als Regelspalt bezeichneten engsten Bereich 6 variieren. Durch diese Maßnahme wird

5 gewährleistet, dass während des größten Teils des Fluges die Luftströmung der Rumpfluft 5, die durch das Luftauslassventil ausströmt, mit maximaler Energie austritt und so größtmöglichen Schub erzeugt.

Auch soll dieses Luftauslassventil dermaßen ausgeführt sein, wonach

10 g) die umströmte Nasenströmungskante 8 der Klappennase 9 der ersten (Regel-) Klappe 1 eine ausreichend gerundete Form aufweisen muß, so dass die Luftströmung der Rumpfluft 5 nicht von der Nasenkontur ablöst und (einen) Luftwirbel bildet, der einerseits die beschleunigung auf Überschallgeschwindigkeit im Überlappungsquerschnitt 7 stören und andererseits zu ungewollter Geräuschbildung durch die ausströmende Rumpfluft 5 führen kann.

Patentansprüche

1. **Luftauslassventil für ein Flugzeug**, das im Bereich eines Luftauslasses in der Außenhaut (14) des Flugzeuges positioniert ist, wobei zwei regelbare Klappen (1, 3), die dem Luftauslassventil integriert sind, im geöffneten Zustand einen Öffnungsbereich einschließen, das bei einem bestehenden positiven Differenzluftdruck (ΔP) zwischen einem Innenluftdruck (P_i), mit dem ein Innenbereich eines Flugzeugrumpfes, der mit einer (rumpfinernen) Rumpfluft gefüllt ist, beaufschlagt wird, und einem atmosphärischen Umgebungsluftdruck (P_a), der auf dem klappenbegrenzten Öffnungsbereich lastet, welcher von einer das Flugzeug rumpfabwärts umströmenden Außenluft umgeben ist, die unter einem Überdruck befindliche Rumpfluft durch den Öffnungsbereich nach außerhalb des Flugzeugrumpfes ausströmen lässt, sofern die Klappen (1, 3) geöffnet sind,
dadurch gekennzeichnet, dass durch eine untere Strömungskante (11) einer ersten Klappe (1), die an einem rumpfaußenseitig stromabwärts angeordneten ersten Angelpunkt (2) beweglich gelagert ist und die dem Innenbereich des Flugzeugrumpfes näher gelegen ist als eine zweite Klappe (3), und eine obere Strömungskante (15) der zweiten Klappe (3), die an einem rumpfaußenseitig stromaufwärts angeordneten zweiten Angelpunkt (4) beweglich gelagert ist und die dem Innenbereich des Flugzeugrumpfes entfernter gelegen ist als die erste Klappe (1), ein Strömungsquerschnitt begrenzt ist, dessen Querschnittform, den die sich zuwendenden Klappenoberflächen einschließen, die Gestalt einer Lavaldüse ist, und dass der durch Stellkommandos von einer flugzeugintern installierten Kontrolleinheit geregelte lavaldüsenartige Strömungsquerschnitt auch bei einer Klappenbewegung erhalten bleibt, solange ein Druckverhältnis (P_a/P_i) des Umgebungsluftdruckes (P_a) zum Innenluftdruck (P_i) einem kritischen Druckverhältnis ($(P_a/P_i)_{krit}$) wesentlich unterschritten ist oder wenigstens die Bewegungspositionen der beiden Klappen (1, 3) innerhalb eines für den Reiseflug des Flugzeuges üblichen Stellbereiches liegen.

2. Luftauslassventil nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass die erste Klappe (1) dem ersten Angelpunkt (2) und die zweite Klappe (3) dem zweiten Angelpunkt (4) dreh- oder schwenkbar gelagert ist.

5 3. Luftauslassventil nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, dass beim Öffnen des Luftauslassventils der klappenbegrenzte Öffnungsbereich durch das Schwenken der ersten Klappe (1) nach flugzeugseitig außen und durch das Schwenken der zweiten Klappe (3) nach flugzeugseitig innen realisiert ist.

10 4. Luftauslassventil nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass der klappenbegrenzte Öffnungsbereich des geöffneten Luftauslassventils einen Strömungsquerschnitt umfasst, der zwischen den sich zuwendenden Klappenoberflächen, die nahezu ebenflächig ausgebildet sind, eingeschlossen ist, der ein Überlappungsquerschnitt (7) der aus mehreren Luftströmen vereinten ausströmenden Rumpfluft (5) von der Form der Lavaldüse ist, mit dem die nach flugzeugaußenströmende Rumpfluft (5) durch den Drucküberschuss expandieren und auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigt und die Luftbewegungsenergie erhöht wird, wodurch mit der ausströmenden Rumpfluft ausgangs des erweiterten Strömungsquerschnittes der Lavaldüse und entgegen der Flugrichtung des Flugzeuges, deren Ausströmgeschwindigkeit sehr hoch ist, ein Schubrückgewinn umgesetzt ist.

20 5. Luftauslassventil nach Anspruch 4, dadurch gekennzeichnet, dass die ausströmende Rumpfluft (5) eine auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigte Luft ist, sofern das Druckverhältnis (P_a/P_i) zwischen dem Umgebungsluftdruck (P_a) und dem Innenluftdruck (P_i) kleiner oder gleich dem kritischen Druckverhältnis ($(P_a/P_i)_{krit}$) ist, wobei letzteres ungefähr bei einem Druckverhältnis (P_a/P_i) von 0,527 liegt, demnach die Beziehung: $(P_a/P_i) < (P_a/P_i)_{krit} \approx 0,527$ umgesetzt wird, wobei die ausströmende Rumpfluft (5) im engsten Bereich (6) zwischen den in einer geöffneten Position befindlichen Klappen (1, 3), der eingangs des verminderten Strömungsquerschnittes der Lavaldüse positioniert ist, auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigt wird.

30 6. Luftauslassventil nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass die Kontur der sich zuwendenden Klappenoberflächen der beiden Klappen (1, 3) ebenflächig oder gekrümmt ist und / oder an die Außenhaut (14) des Flugzeuges angepasst ist, wobei die untere Strömungskante (11) ein Bestandteil der sich zuwendenden Klappenoberfläche der ersten Klappe (1) und die obere Strömungskante (15) ein Bestandteil der sich zuwendenden Klappenoberfläche der zweiten Klappe (3) ist.

35 7. Luftauslassventil nach Anspruch 6, dadurch gekennzeichnet, dass die Krümmung der Kontur der sich zuwendenden Klappenoberflächen der beiden Klappen (1, 3) konkav gewölbt ist.

5 8. Luftauslassventil nach den Ansprüchen 1, 6 und 7, dadurch gekennzeichnet, dass die Kontur einer sich dem Innenbereich des Flugzeugrumpfes abwendenden Klappenoberfläche der zweiten Klappe (3), wobei die untere Strömungskante (16) ein Bestandteil dieser Klappenoberfläche ist, und die sich zuwendende Klappenoberfläche mit der unteren Strömungskante (11) der ersten Klappe (1) eine gerade oder eine an die Außenhaut (14) des Flugzeuges angepasste ist, so dass in geschlossener Stellung der beiden Klappen (1, 3) eine laminare Luftströmung der nahe oder an der Außenhaut (14) vorbeiströmenden Außenluft gewährleistet ist.

10 9. Luftauslassventil nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass eine obere Strömungskante (10) der ersten Klappe (1), die sich dem Innenbereich des Flugzeugrumpfes zuwendet, und die untere Strömungskante (11) der ersten Klappe (1) weitestgehend einen trapezförmigen Klappenquerschnitt einschließen, der über die Klappenlänge mit einem prismaartigen Klappenkörperbereich fortgesetzt ist, und an diesen Klappenquerschnitt eine dem ersten Angelpunkt (2) entfernt liegende Strömungsrundkante (8) angesetzt ist, deren Rundkantenenden den Kantenenden der unteren und oberen Strömungskante (10, 11) der ersten Klappe (1), dem ersten Angelpunkt (2) entfernt liegen, verbunden ist, dabei eine rechteckförmige Grundfläche einer mit einem etwa halbkreisförmigen Nasenquerschnitt geformten Klappennase der Grundfläche des prismaartigen Klappenkörperbereichs über die Klappenlänge der ersten Klappe (1) angesetzt ist.

20 10. Luftauslassventil nach den Ansprüchen 1, 3 und 5, dadurch gekennzeichnet, dass die Strömungsrundkante (8), die mit ein Bestandteil des Öffnungsquerschnittes ist und den Eintritt der ausströmenden Rumpfluft (5) in den engsten Bereich (6) maßgeblich beeinflusst, mit einer im Radius (r) gerundeten Wölbung versehen ist, dermaßen, dass die ausströmende Rumpfluft (5) nicht von der Kontur der Wölbung ablösen wird und die Bildung eines Luftwirbels dieser Rumpfluft (5) verursachen
25 wird, der außerdem die Beschleunigung der Rumpfluft (5) auf Überschallgeschwindigkeit im Überlappungsquerschnitt (7) stören wird und anderenfalls zu einer nicht beabsichtigten Geräuschbildung durch die ausströmende Rumpfluft (5) führen wird.

Zusammenfassung

Die Erfindung bezieht sich auf ein Luftauslassventil für ein Flugzeug gemäß dem Oberbegriff des Anspruchs 1. Mit ihr wird ein optimiertes Ausströmen der Rumpfluft aus dem Rumpfinnenen des Flugzeuges hinsichtlich dem Erreichen eines verbesserten Schubrückgewinns umgesetzt, wobei eine Maximierung der Luftgeschwindigkeit der ventilaustretenden Luftströmung angestrebt wird, die gleichermaßen eine Reduzierung der Strömungsgeräusche dieser Luftströmung umfasst.

Das Luftauslassventil ist im Bereich eines Luftauslasses in der Außenhaut des Flugzeuges positioniert, wobei zwei regelbare Klappen, die dem Luftauslassventil integriert sind, im geöffneten Zustand einen Öffnungsbereich einschließen. Das Luftauslassventil wird bei einem bestehenden positiven Differenzluftdruck zwischen einem Innenluftdruck, mit dem ein Innenbereich eines Flugzeugrumpfes, der mit einer (rumpfinnenen) Rumpfluft gefüllt ist, beaufschlagt wird, und einem atmosphärischen Umgebungsluftdruck, der auf dem klappenbegrenzten Öffnungsbereich lastet, welcher von einer das Flugzeug rumpfabwärts umströmenden Außenluft umgeben ist, die unter einem Überdruck befindliche Rumpfluft durch den Öffnungsbereich nach außerhalb des Flugzeugrumpfes ausströmen lassen, sofern die Klappen (1, 3) geöffnet sind,

Durch eine untere Strömungskante einer ersten Klappe, die an einem rumpfabwärtsseitig stromabwärts angeordneten ersten Angelpunkt beweglich gelagert ist und die dem Innenbereich des Flugzeugrumpfes näher gelegen ist als eine zweite Klappe, und eine obere Strömungskante der zweiten Klappe, die an einem rumpfabwärtsseitig stromaufwärts angeordneten zweiten Angelpunkt beweglich gelagert ist und die dem Innenbereich des Flugzeugrumpfes entfernter gelegen ist als die erste Klappe, ist ein Strömungsquerschnitt begrenzt, dessen Querschnittform, den die sich zuwendenden Klappenoberflächen einschließen, die Gestalt einer Lavaldüse ist. Der durch Stellkommandos von einer flugzeugintern installierten Kontrolleinheit geregelte lavaldüsenartige Strömungsquerschnitt bleibt auch bei einer Klappenbewegung erhalten, solange ein Druckverhältnis des Umgebungsluftdruckes zum Innenluftdruck einem kritischen Druckverhältnis des Umgebungsluftdruckes zum Innenluftdruck wesentlich unterschritten ist oder wenigstens die Bewegungspositionen der beiden Klappen innerhalb eines für den Reiseflug des Flugzeuges üblichen Stellbereiches liegen.

Bezugszeichen

| | | |
|----|----------------------|--|
| | 1 | erste Klappe (AFT-Gate) |
| | 2 | erster Angelpunkt |
| 5 | 21 | Schwenkrichtung |
| | 3 | zweite Klappe (FWD-Gate) |
| | 4 | zweiter Angelpunkt |
| | 41 | Schwenkrichtung |
| | 5 | Rumpfluft |
| 10 | 51 | Strömungsrichtung der Luft 5 |
| | 6 | engster Bereich (zwischen FWD- und AFT-Gate) |
| | 7 | Überlappungsbereich |
| | 8 | Nasenströmungskante |
| | 9 | Klappenhase |
| | 10 | obere Strömungskante (der Klappe 1) |
| | 11 | untere Strömungskante (der Klappe 1) |
| | 12 | Prismenkörper |
| | 13 | Struktur |
| | 14 | Außenhaut |
| 20 | 15 | obere Strömungskante (der Klappe 3) |
| | 16 | untere Strömungskante (der Klappe 3) |
| | s | (Spalt-)Abstand |
| | r | Radius der Klappennase |
| 25 | P_i | Innendruck |
| | P_a | Außendruck |
| | P_a / P_i | Druckverhältnis |
| | $(P_a / P_i)_{krit}$ | kritisches Druckverhältnis |

